

## Patent Abstracts of Japan

PUBLICATION NUMBER : 03264705  
 PUBLICATION DATE : 26-11-91

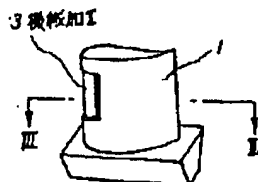
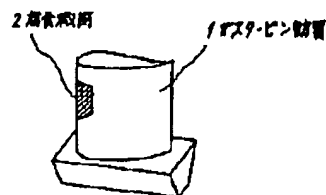
APPLICATION DATE : 14-03-90  
 APPLICATION NUMBER : 02063337

APPLICANT : MITSUBISHI HEAVY IND LTD;

INVENTOR : HIROTA NORIHIDE;

INT.CL. : F01D 5/28 C23C 4/00

TITLE : REPAIRING METHOD FOR GAS  
 TURBINE MOVING BLADE



ABSTRACT : PURPOSE: To perform repair of a high strength at a low cost by completely removing a corrodedly thickness reduced portion of a gas turbine blade made of a super hard alloy of difficult weldability, and build-up thermal spraying powder of the same alloy as a base material, followed by a thermal diffusion treatment to finish a profile.

CONSTITUTION: In a gas turbine moving blade 1 made of a super alloy of difficult weldability, a fore edge portion of the blade is corrodedly thickness reduced 2 due to sulfide corrosion or the like after an operation. In order to repair to corrodedly thickness reduced portion 2, the corrodedly thickness reduced portion 2 is removed by grit blast or the like, and then, by means of a sulfur print or the like whether the removal is complete or not is confirmed. In preparation for thermal spraying, the corrodedly thickness reduced portion 2 is formed by machining 3. Powder of the same super alloy of difficult weldability as the base material is build-up thermal sprayed 4 on the blade 1 by a reduced pressure plasma thermal spraying method. Subsequently, the blade 1 is disposed inside a furnace in the vacuum atmosphere to be evacuated, and then, the furnace is heated, followed by rapid cooling. A profile surface is finished according to the drawing of the blade 1, leading to completion of the repair.

COPYRIGHT: (C)1991,JPO&Japio

⑨ 日本国特許庁(JP)

⑩ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報(A) 平3-264705

⑮ Int. Cl.<sup>5</sup>

識別記号

庁内整理番号

⑬ 公開 平成3年(1991)11月26日

F 01 D 5/28  
C 23 C 4/00

9038-3G  
6919-4K

審査請求 未請求 請求項の数 1 (全3頁)

⑭ 発明の名称 ガスタービン動翼補修方法

⑯ 特 願 平2-63337

⑰ 出 願 平2(1990)3月14日

⑱ 発 明 者 広 田 法 秀 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社高砂製作所内

⑲ 出 願 人 三菱重工業株式会社 東京都千代田区丸の内2丁目5番1号

⑳ 代 理 人 弁理士 塚本 正文 外1名

明 細 書

1. 発明の名称

ガスタービン動翼補修方法

2. 特許請求の範囲

難溶接性超合金からなるガスタービン動翼の腐食減肉部分に対し、腐食減肉域を完全に除去したうえで減圧プラズマ溶射にて母材同等合金粉末を肉盛溶射した後、拡散熱処理を施しプロファイル仕上げを加えて補修することを特徴とするガスタービン動翼補修方法。

3. 発明の詳細な説明

(産業上の利用分野)

本発明は、ガスタービン動翼の硫化腐食減肉部等の補修に好適なガスタービン動翼補修方法に関する。

(従来技術)

難溶接性超合金鋼からなるガスタービン動翼が、タービン運転後硫化腐食等にて翼前縁部が減肉した場合には、従来、溶接すること

により、溶接熱影響部近傍の粒界に $\gamma'$ 相が析出しクラックが発生することから、溶接による補修は行わずに廃却し、新翼と取替えている。

しかしながら、通常、ガスタービンのタービン動翼に用いられる材料は耐熱性の高いことが要求されるため、難溶接性の超合金が採用されることが多くその材料費が高いばかりでなく、動翼への加工費も含めると1本当たりの単価はかなりの価格となることから、運転後に廃却、新翼取替えすることは非常にコスト高となる。

(発明が解決しようとする課題)

本発明は、このような事情に鑑みて提案されたもので、緻密な層が形成されるとともに接合強度が大きい境界層が得られる補修部をもってタービン動翼の補修が可能となり、新翼取替えと比べてコストが安くなるガスタービン動翼補修方法を提供することを目的とする。

〔課題を解決するための手段〕

そのために本発明は、難溶接性超合金からなるガスタービン動翼の腐食減肉部分に対し、腐食減肉域を完全に除去したうえで減圧プラズマ溶射にて母材同等合金粉末を肉盛溶射した後、拡散熱処理を施しプロファイル仕上げを加えて補修することを特徴とする。

〔作用〕

本発明ガスタービン動翼補修方法においては、減圧プラズマ溶射を用いることにより、粒子間の結合が機械的結合であるため、難溶接性超合金母材を溶融することなく肉盛でき、かつその後の熱処理にて溶射層と母材間に粒子の拡散現象が生じ、通常の溶射皮膜に比して付着強度が向上する。また減圧プラズマ溶射を用いるため、非常に緻密な組織が得られる。

〔実施例〕

本発明ガスタービン動翼補修方法の一実施例を図面について説明すると、第1図は本発

明方法を工程順に示し、同図(Ⅰ)、(Ⅱ)はそれぞれ溶射前の動翼の斜視図、同図(Ⅲ)は同図(Ⅱ)のⅢ-Ⅲに沿った横断面を示し(Ⅰ)は横断面図、(Ⅱ)は(Ⅰ)のB部拡大図、同図(Ⅳ)、(Ⅴ)はそれぞれ溶射後の動翼の斜視図である。

第1図(Ⅰ)は、難溶接性超合金(例えばIN738LC)からなるガスタービン動翼1を示し、運転後に翼前縁部が酸化腐食等にて腐食減肉2しており、まずこの腐食減肉2域をグリットブラストにて除去し、腐食減肉2域が完全に除去できたか否かはサルファープリントにて確認する。

その後第1図(Ⅱ)において、溶射前準備として減肉部を機械加工3により成形する。なおこの際は同図(Ⅲ)に示すように、加工溝の端部はR5以上にし、面取り角度は45°以上にとる。

次いで第1図(Ⅳ)において、翼面より0.1mm以上厚く、母材同等の難溶接性超合金

粉末を減圧プラズマ溶射にて肉盛溶射4する。その後に真空雰囲気炉内に装入し、0.01~0.02Torrまで真空引き後、0.1~0.2 TorrまでN<sub>2</sub>封入し、炉内を加熱する。母材の溶体化温度、時間(例えばIN738LCであれば1120℃×2hr後、843℃×24hr)にて保持した後、N<sub>2</sub>を1000 Torr程度まで封入し、急冷する。これにより、母材と溶射材との間に相互拡散が生じ拡散層ができるので、付着強度が向上する。

最後に第1図(Ⅴ)に示すように、翼の図面通りにプロファイル面を仕上げ加工し、これにより補修は完了する。

かくして、この方法によれば次の効果が奏せられる。

- (1) 難溶接性超合金からなるガスタービンのタービン動翼の補修が可能である。
- (2) 新翼取替えと比べてコストがかなり安くなる。
- (3) 減肉プラズマ溶射を用いるため、補修部

に気孔、空隙が残んど存在しない緻密な層ができる。

- (4) 溶射後の熱処理により境界層に粒子拡散層ができるため、通常の溶射膜に比べて接合強度が上がる。
- (5) 難溶接性超合金鋼の翼母材の共材粉末を用いて補修できるので、補修域も翼母材とほぼ同一の成分系が得られ翼性質を損なうことが少ない。

〔発明の効果〕

要するに本発明によれば、難溶接性超合金からなるガスタービン動翼の腐食減肉部分に対し、腐食減肉域を完全に除去したうえで減圧プラズマ溶射にて母材同等合金粉末を肉盛溶射した後、拡散熱処理を施しプロファイル仕上げを加えて補修することにより、緻密な層が形成されとともに接合強度が大きい境界層が得られる補修部をもってタービン動翼の補修が可能となり、新翼取替えと比べてコストが安くなるガスタービン動翼補修方法

を得るから、本発明は産業上極めて有益なものである。

4. 図面の簡単な説明

第1図は本発明ガスタービン動翼補修方法の一実施例における本発明方法を工程順に示し、同図(Ⅰ)、(Ⅱ)はそれぞれ溶射前の動翼の斜視図、同図(Ⅲ)は同図(Ⅱ)のⅢ-Ⅲに沿った横断面を示し(Ⅳ)は横断面図、(Ⅴ)はそれぞれ溶射後の動翼の斜視図である。

1…ガスタービン動翼、2…腐食減肉、3…機械加工、4…肉盛り溶射。

代理人 弁理士 塚本正文

第1図

